

压气机过渡段造型及数值模拟

屠秋野^{1,2}, 陈 劼^{1,2}, 蒋 平³, 严红明³, 蔡元虎^{1,2}

- (1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 中国航空工业集团公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 提出一种基于 S 形多项式曲线压气机过渡段造型方法. 该方法将过渡段造型归结为内壁 S 形曲线拐点位置, 面积分布率曲线极值和极值点位置 3 个几何控制因素, 并采用此方法构造了一系列压气机过渡段, 并针对这些过渡段进行三维数值模拟. 结果表明: 面积分布率曲线极值是影响过渡段性能最重要的因素; 可以通过调整面积分布率极值来控制过渡段最大面积处相对马赫数, 减小外壁气流附面层厚度及支板形成的低压尾迹区, 从而最大程度降低过渡段总压损失; 同时, 配合变化较陡的内壁造型和合理的面积分布率极值点位置, 可以改善外壁形状, 抑制附面层变厚. 对于所研究的过渡段, 内壁相对拐点位置为 0.18, 面积分布率极值点相对位置为 0.20, 相对马赫数为 0.65 时, 总压损失最小.

关 键 词: 过渡段; 流路造型; S 形多项式曲线; 总压损失; 数值模拟

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Flowpath shaping and numerical simulation for gooseneck

TU Qiu-ye^{1,2}, CHEN Jie^{1,2}, JIANG Ping³,
YAN Hong-ming³, CAI Yuan-hu^{1,2}

- (1. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Commercial Aircraft Engine Limited Liability Company,
Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: A method was presented for flowpath shaping of gooseneck by using the polynomial curve construction for inner wall and section area distribution. Given the specific boundary conditions of inlet and outlet geometry, the location of inflection point was the key to control inner wall curve, and the peak value and the peak point were the keys to control the area distribution. Series models were constructed from the baseline gooseneck model to analyze the relationships between the geometric parameters and the aerodynamic performance. The 3-D numerical simulation results indicated that the peak value of area distribution has the most important effects on the total pressure loss of gooseneck. An appropriate Mach number could be obtained by changing the peak value of area distribution in order to reduce the flow separation near the outer wall and after the struts. Inner walls with large curvature near the entrance of gooseneck, and area distributions with an appropriate position of peak could improve the streamline of outer wall and restrain the flow separation. For example, the total pressure loss of gooseneck reached its minimum at about 0.18 relative location of in-

flection point of inner wall, and about 0.20 relative peak point location of area distribution at 0.65 relative Mach number.

Key words: gooseneck; flowpath shaping; polynomial S curve; total pressure loss; numerical simulation

大涵道比涡扇发动机是现代民用航空发动机的主流. 随着涵道比的进一步增大, 低压压气机出口和高压压气机进口之间的过渡段径向跨度也在逐渐增加. 压气机过渡段的重要性随之显现. 而且, 过渡段轴向尺寸的减小有利于缩短低压转子的长度, 增加其刚性. 此外, 设计点敏感性分析表明: 0.01 的过渡段总压损失将带来约 0.4% 的耗油率增加^[1]. 综上分析, 大转折高总压恢复是压气机过渡段设计的发展方向.

Ortiz 等^[2]的研究结果表明, 过渡段长度的缩短会增大过渡段内损失、降低其性能. 因此在尽可能短的长度内实现有效地气流转折就成为过渡段造型研究的关键. 文献[3]采用响应面优化法控制 4 个变量, 用两条傅里叶级数曲线对原通道内壁和通道高度曲线进行叠加造型, 并通过气动模拟得到最终的优化方案. Ghisu 等^[4]使用 11 个变量, 通过遗传算法优化通道中心线和面积分布率曲线, 使过渡段损失降低. 国内院校也开展了压气机过渡段的相关研究^[5-8]. 文献[5]引入半程落差比和控制点面积比概念控制过渡段壁面造型, 并得出面积分布率曲线先增大后减小的分布趋势可以更好的降低损失的结论, 文献[3-4]中也都证明了这一结论. 大量的研究表明, 通过设计过渡段内外壁面可以直接而有效地控制过渡段的损失, 但是由于影响内外壁面造型的因素较多, 缺乏有效地描述方式, 很难将过渡段的几何特征与气动性能进行有效的关联.

本文通过构造高阶多项式的几何造型方法, 引入 S 型内壁多项式曲线相对拐点位置、过渡段面积分布率曲线极值及其相对位置 3 个几何参数控制过渡段几何形状, 实现过渡段的流路几何造型, 并通过三维数值模拟, 分析这 3 个几何参数对过渡段性能的影响, 为工程设计提供参考.

实际的过渡段造型中, 长高比和支板形状也是不可忽略的两个重要因素. 本文在给定长高比的情况下, 将过渡段的长度及径向跨度进行了无量纲处理, 并选用统一的支板叶型, 以便着重分析内外壁造型对过渡段性能的影响.

1 S 形过渡段几何造型

在给定过渡段进出口相对位置和斜率后, 过渡段流路造型可以通过构造内壁面和面积分布率两条曲线完成.

1.1 内壁面曲线造型

因为壁面的凹凸曲率会直接对边界层的发展起到促进或抑制作用^[9-10], 所以本文根据过渡段的流动特点, 选择更容易产生气流分离的过渡段内壁作为几何造型基准, 以便更加直接有效的控制整个过渡段的流动特征.

设过渡段内壁面曲线起点为(0,0), 终点为(1,1), 根据其几何特征确定曲线约束条件如下:

$$f(0) = 0 \tag{1}$$

$$f(1) = 1 \tag{2}$$

为了保证上下游气流通道的连续, 进出口的斜率也需要满足以下约束条件:

$$f'(0) = k_{in} \tag{3}$$

式中 k_{in} 表示曲线进口斜率.

$$f'(1) = 0 \tag{4}$$

当过渡段的长高比发生变化时, 只需改变式(1)~式(4)的约束条件即可.

显然, 在给定式(1)~式(4)的过渡段进出口几何位置和斜率之后, 相对拐点位置是控制内壁面曲线凸凹性的唯一几何参数, 即

$$\exists x_g \in (0,1) \text{ 使得 } f''(x_g) = 0 \tag{5}$$

式中 x_g 表示 S 形曲线的相对拐点位置.

采用文献[11-12]介绍的多项式构造方法建立过渡段内壁 S 形曲线. 选择具有代表性的 4 条曲线, x_g 分别等于 -0.14, 0.02, 0.16, 0.18. 其中 -0.14 表示曲线的拐点出现在进口之前相对于过渡段长度 14% 处, 0.02 表示拐点位于过渡段进口处附近, 0.16 和 0.18 表示拐点出现在进口后相对于过渡段长度 16% 和 18% 处, 内壁造型示意图如图 1 所示.

1.2 面积分布率曲线造型

图 2 给出了本文所研究的过渡段通道原始造型的几何结构示意图. 由于受到支板的堵塞效应, 实际通道面积会小于环形通道面积, 为了便于表

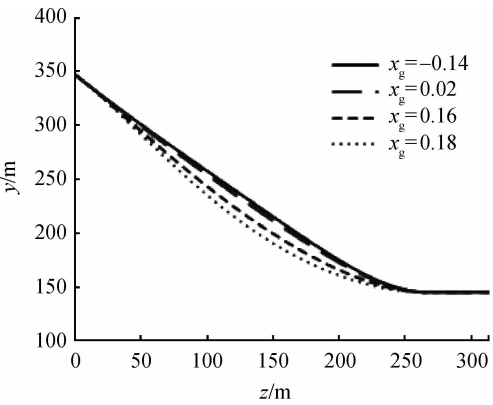
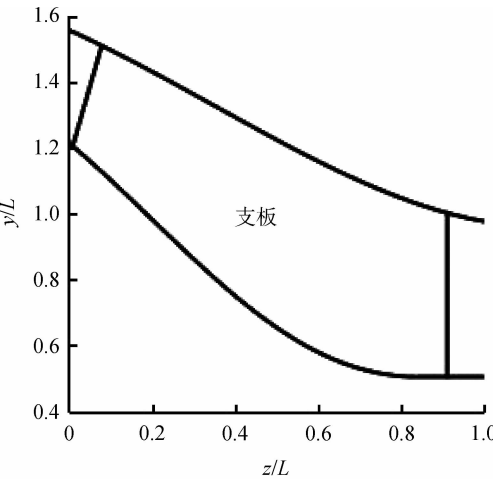
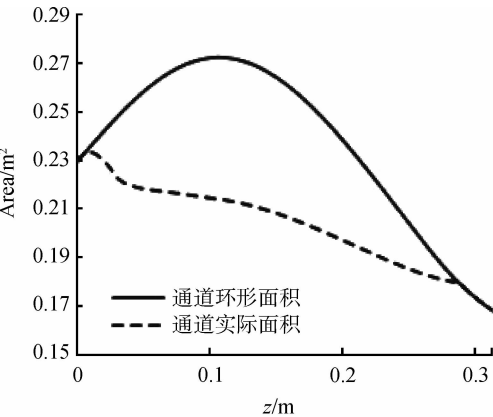


图 1 过渡段内壁几何造型

Fig. 1 Schematic diagram of inner wall curves



(a) 内外壁、支板位置坐标



(b) 环形通道面积与实际通道面积示意图

图 2 原始造型过渡段结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of original gooseneck structure

述,下文中提到的面积分布率曲线都是指环形通道面积.

通常控制环形的过渡段面积分布率都是先增大后减小,以达到使气流先减速后加速来抑制流动的分离.将两条 S 形曲线进行函数变换及拼接

就可以构造出面积分布率曲线.因为面积分布率曲线同样受到式(1)~式(4)的进出口条件约束,所以选择曲线的极值和极值点相对位置即可控制面积分布率曲线.

为更直接地表示极值对速度的影响效果,本文引入相对马赫数 Ma_{re} 来表示面积分布率曲线的极值变化情况.相对马赫数定义为极值点处马赫数与过渡段进口马赫数之比.本文考察的极值点处相对马赫数分别为 0.60,0.65,0.70,0.75,0.80,0.85 等 6 种情况.引入相对位置 $\bar{z}$ 表示极值点处位置较原造型位置的偏移百分比.本文考察的极值点相对位置分别为 -0.1,0,0.1,0.2,0.3,0.4 等 6 种情况.图 3 选取了原始造型,极值点相对马赫数 0.8(-0.1~0.8)、相对位置前移 0.1,极值点相对马赫数 0.7(0.1~0.7)、相对位置后移 0.2,极值点相对马赫数 0.6(0.4~0.6)、相对位置后移 0.4 等 4 条面积分布率曲线作为示意.

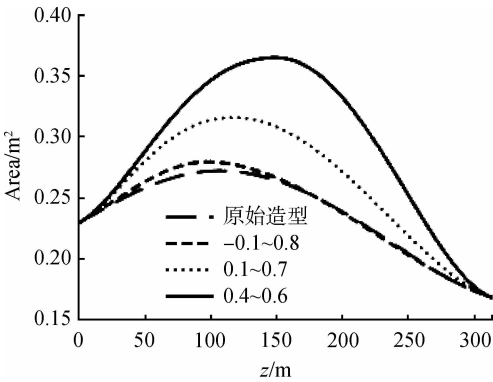


图 3 不同面积分布率曲线示意图

Fig. 3 Schematic diagram of area distribution curves

1.3 其他几何造型

在给定过渡段内壁面曲线和面积分布率曲线之后,过渡段的外壁造型就完全确定下来.外壁造型公式如下:

$$r_{out}(z) = \sqrt{[\pi r_{in}^2(z) + A(z)]/\pi} \tag{6}$$

式中 z 表示轴向位置, $r_{in}(z)$ 和 $r_{out}(z)$ 分别表示轴向位置 z 对应的过渡段内外壁半径, $A(z)$ 表示轴向位置 z 对应的环形通道面积.

过渡段通道中设定 12 个支板,支板选择 NACA0012 标准叶型^[13],预旋角为 0.参照原始造型支板尺寸,由给定的前缘和尾缘确定支板展向造型并通过线性外插保证支板同过渡段内外壁接合.

2 数值模拟方法

数值计算使用商用软件 NUMECA, 求解选择定常三维雷诺时均 Navier-Stokes 方程, 湍流模型为 $k-\epsilon$ 两方程模型^[14-15], 空间离散采用中心差分格式, 时间推进采用四阶 Runge-Kutta 法, 并结合多重网格法、当地时间步长和隐式残差光滑方法来提高计算效率, 缩短计算时间^[16].

为使气流充分发展, 计算区域分别向上下游沿流线延长一个过渡段长度^[6], 使用结构化网格, 计算区域网格总数约为 80 万, 图 4 给出了原始造型过渡段的计算区域和表面网格示意图.

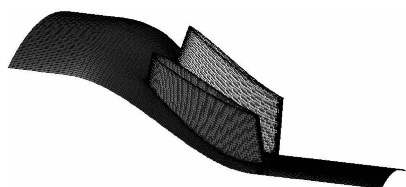


图 4 原始造型过渡段计算区域及表面网格

Fig. 4 Calculate domain and surface mesh of original gooseneck

工质选择理想气体. 进口边界给定进口总压、总温和进气角, 出口边界限定质量流量. 选择绝热无滑移壁面条件. 数值模拟使用了平均进出口条件, 未考虑上游低压压气机和下游高压压气机的对过渡段进出口流场压力分布的影响.

本文选择 4 种不同拐点相对位置的内壁造型曲线, 6 种极值点相对马赫数以及 6 种极值点相对位置组合的面积分布率曲线, 包括原始造型共计 145 种情况的全因子设计进行研究. 采用总压损失系数 C_p 衡量不同造型过渡段的性能. 总压损失系数定义如下:

$$C_p = (p_{in}^* - p_{out}^*) / p_{in}^* \quad (7)$$

式中 p_{in}^* 和 p_{out}^* 分别表示过渡段实际进口和出口的总压.

3 计算结果及分析

3.1 面积分布率对过渡段性能的影响

首先, 以内壁拐点相对位置 0.18 的一组过渡段为例, 分析面积分布率曲线对性能的影响. 图 5 给出了不同面积分布率曲线的过渡段总压损失变化规律的曲面图. 图中横坐标表示面积分布率极值点的相对位置; 纵坐标表示面积分布率极值点的相对马赫数, 相对马赫数越低意味着面积分布

率的极值越大. 显然, 存在着合理的面积分布率极值区(图中深色阴影部分)使得过渡段总压损失最小. 以下将结合图 6、图 7 进行详细的分析.

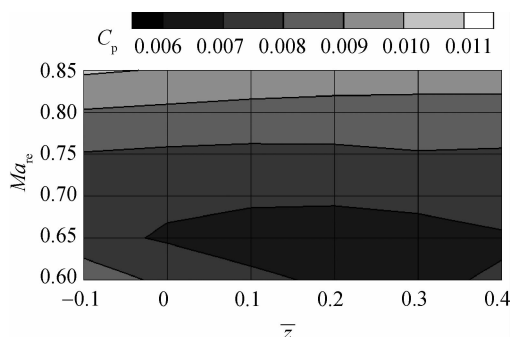


图 5 不同面积分布率过渡段总压损失系数分布图

Fig. 5 Total pressure loss coefficient of each area distribution

图 6 选取了内壁拐点相对位置 0.18 的过渡段造型中具有代表性的 5 种过渡段造型. 从图 6 (a) 的周向平均中子午面总压云图可以观察到, 标号 0.20~0.65 的造型面积分布率极值最大, 根据流量连续和伯努利方程可知, 当流道扩张时, 气流速度降低, 静压增大, 这使得气流在沿外壁流动时, 沿流动方向静压增大, 气流流动受到阻碍, 损失增加. 同时较大的面积分布率极值在外壁处产生明显的突起, 在突起区域的壁面转折较大, 流经壁面的气流向突起区域转折时, 附面层表面的切应力受到曲率而不是湍流尺度的影响, 因此较大的曲率导致附面层表层压力减小, 无法有效遏制附面层增厚^[9-10]. 结合图 7(a) 可以看到其出现较大的逆压梯度, 附面层增厚导致总压损失. 随着相对马赫数的增加(从 0.20~0.65 到 0.20~0.75, 再到 0.20~0.85), 面积分布率极值减小, 外壁面趋于光滑, 转折曲率减小, 转折处压力逐渐恢复, 外壁附近的附面层变薄, 过渡段总压损失降低, 更为明显的是随着面积分布率极值的减小, 外壁表面静压峰值也随之降低, 结合曲率导致附面层外层压力减小以及流道面积扩张导致气流整体静压上升的影响, 同外壁静压分布先减小后增大的趋势相吻合; 同时在图 7(b) 中, 相对马赫数的增加使得内壁的逆压梯度得到改善, 气流克服逆压梯度流动的情况得到缓解, 损失得以降低. 但是从图 5(b) 中可以观察到, 随着面积分布率极值的减小, 支板产生的尾迹区逐渐增大, 总压损失相应升高. 从图 7(c) 进行分析, 随着最大面积处相对马赫数的增加, 支板叶片静压下降, 导致压力回收能

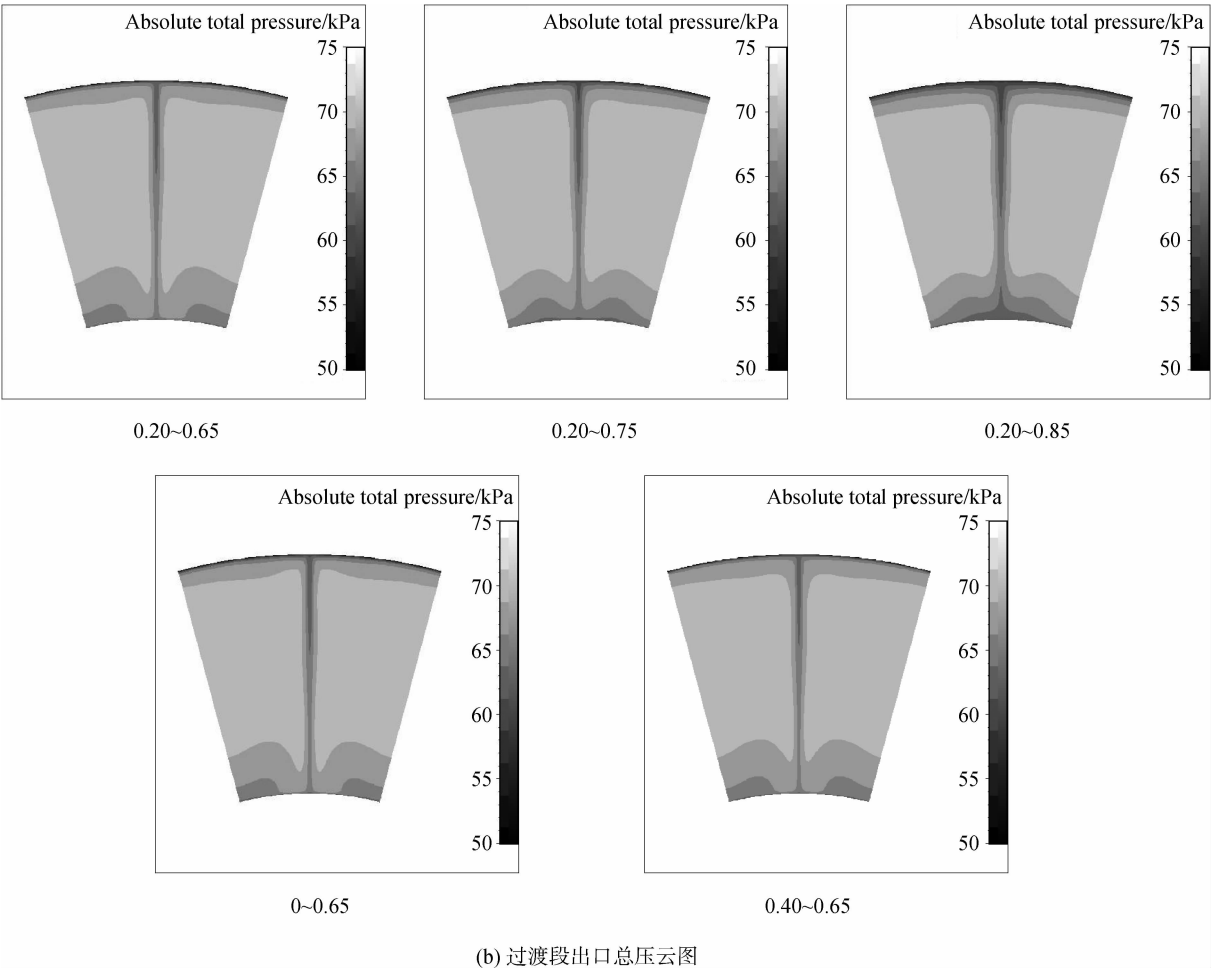
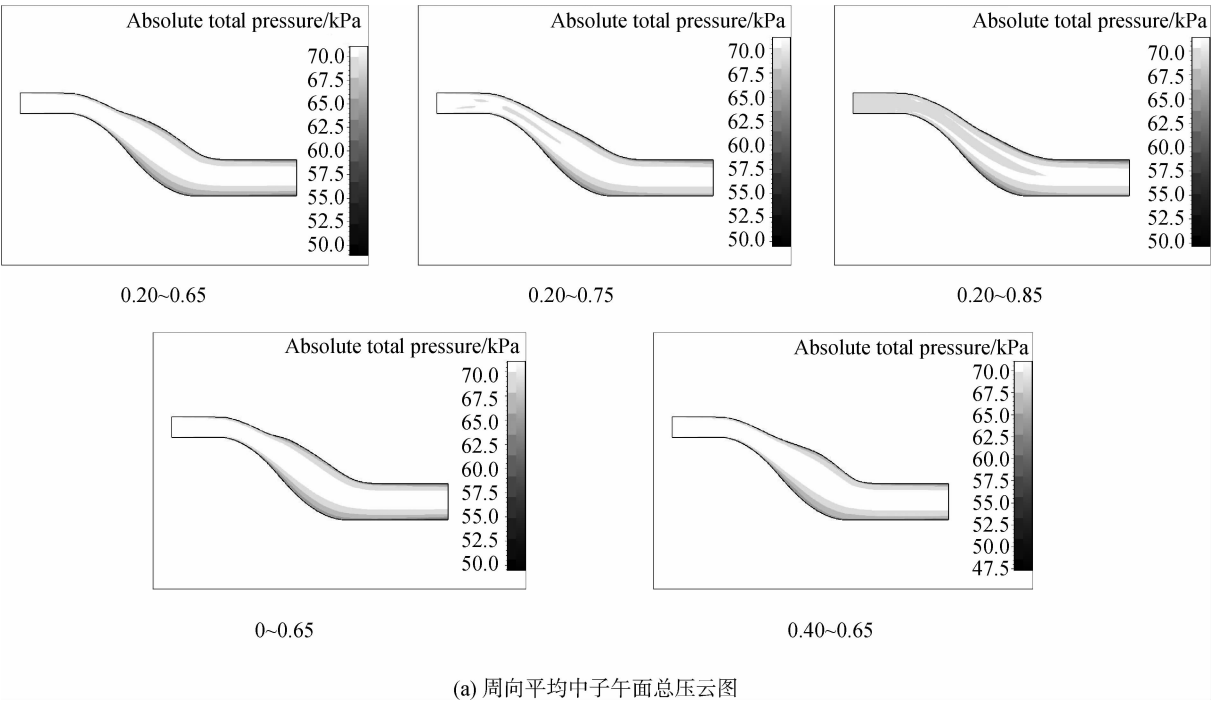
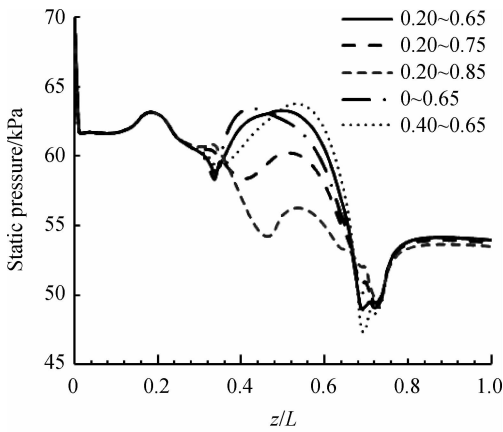
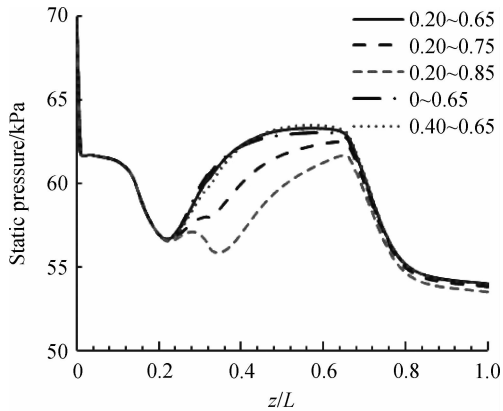


图 6 周向平均中子午面及出口总压云图

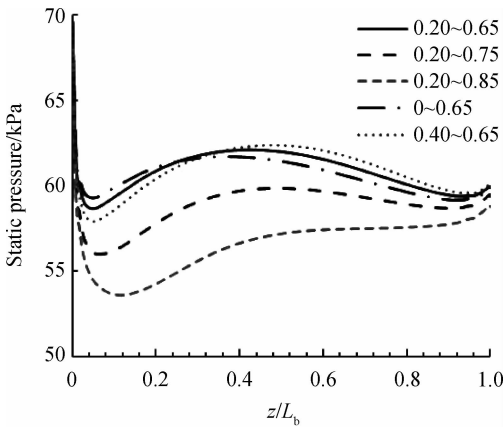
Fig. 6 Total pressure contour of circumferential average meridional planes and outlet



(a) 沿轴向外壁表面周向平均静压分布



(b) 沿轴向内壁表面周向平均静压分布



(c) 50%叶高支板表面静压分布

图 7 不同表面处静压分布

Fig. 7 Static pressure distributions at different surface

力下降,无法有效保证气流平稳的流经叶片表面,流过支板的气流容易产生尾迹造成总压损失.综合上面的分析表明,较小的面积分布率极值导致支板附近总压损失增加;较大的面积分布率极值会导致外壁出现突起,使附面层增厚;选择适当的面积分布率极值才能降低过渡段的总压损失.

配合极值点相对位置的变化,可以观察到:在相同的相对马赫数情况下,随着极值点相对位置的后移(从 $0 \sim 0.65$ 到 $0.20 \sim 0.65$,再到 $0.40 \sim 0.65$),外壁趋于光顺,气流转折曲率最大的位置随之后移同时减小,对附面层外层的影响逐渐减弱,因此 $0.40 \sim 0.65$ 算例的静压峰值虽然最大,但是随着峰值的后移,逆压梯度上升速度减缓(图 7(a)),由曲率导致的附面层增厚的情况得到削弱,其附近的气流流动状况反而得到改善.虽然极值点相对位置对过渡段性能的影响不大,但是却可以缓解面积分布率极值增大对外壁造型的不利影响,即在一定程度上拓展了面积分布率极值的选择范围,因此选择合适的极值点相对位置是有必要的.

3.2 内壁曲线造型对过渡段性能的影响

图 8 给出了在相同的面积分布率情况下,不同 S 形内壁曲线拐点相对位置对过渡段性能的影响.从周向平均中子午面总压分布云图可以观察到,随着内壁曲线拐点相对位置的后移,内壁向内收缩的趋势加剧受内壁收缩的影响,气流转折加剧,导致外壁附近附面层压力减小,同时内壁曲线拐点位置的后移,外壁外凸的情况得到缓解,使其附面层压力减小的幅度减小,总体使外壁表面逆压梯度得到缓解,静压分布合理,损失较小;内壁急速收缩,虽然会使转折处曲率变大,附面层压力减小,但配合相应的面积扩张,气流静压升高,反而使算例 0.16 的逆压梯度分布最为合理,这都有利于气流充分转折以降低损失.但内凹程度不宜过深,以免引起额外的气流分离^[17].国外研究表明,内壁面气流分离主要发生在气流进入过渡段后首次由轴向转向偏径向方向处^[18].本文所研究的过渡段气流已经由轴向转折为偏径向方向,所以内壁的总压损失差别不大.在内壁附近气流分布大致相等的情况下,外壁的气流分离区越小,整个过渡段的总压损失就越低.

3.3 几何造型对过渡段性能的综合影响

图 10 给出了全算例的总压损失系数分布三维曲面图.图中,横坐标表示不同内壁拐点相对位置;第 1 纵坐标表示面积分布率极值点的相对马赫数;第 2 纵坐标表示面积分布率极值点的相对位置;竖坐标表示各算例的总压损失系数.结合图 8 与上文的分析表明:在不影响内壁附近气流分布的情况下,收缩剧烈的内壁造型可以减弱外壁气流分离的产生,进而降低总压损失.选择恰当的

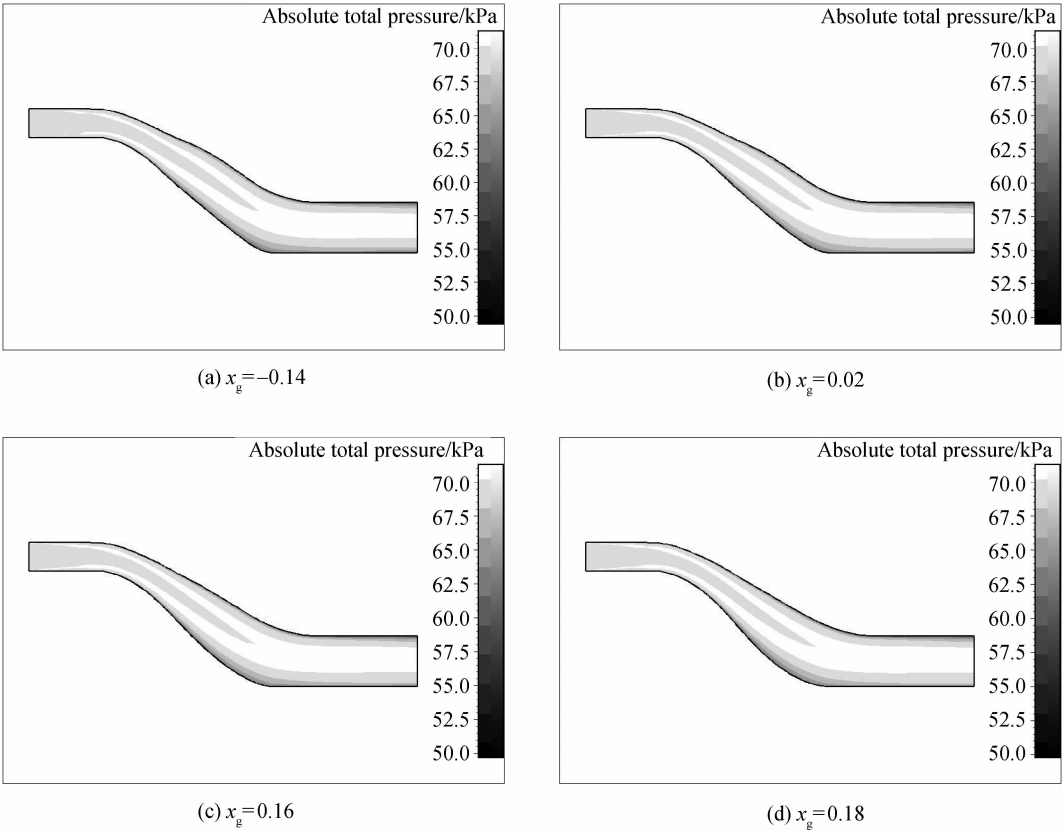


图 8 不同内壁曲线造型过渡段周向平均中子午面总压分布云图

Fig. 8 Total pressure contour of gooseneck circumferential average meridional planes with variable inner wall geometry

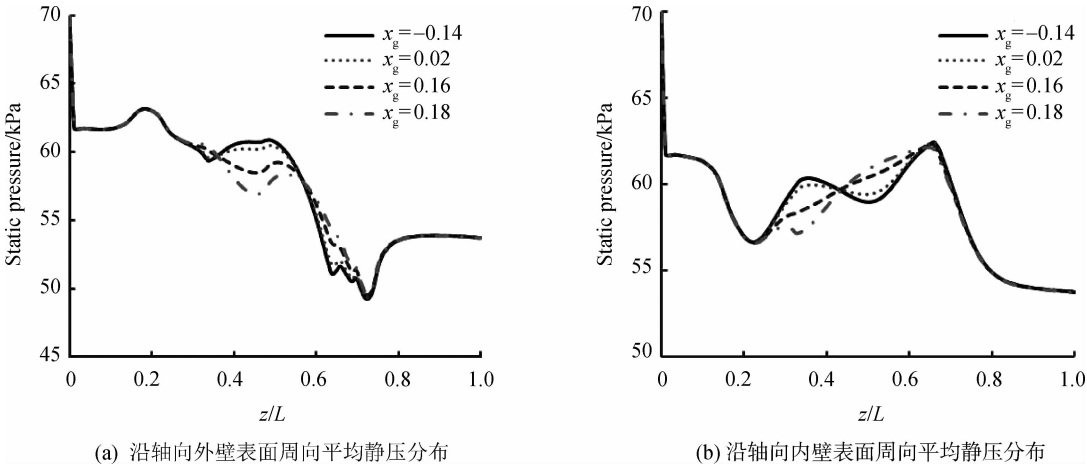


图 9 不同内壁曲线造型过渡段壁面静压分布

Fig. 9 Static pressure distributions at different surface with variable inner wall geometry

极值点相对位置,再通过控制相对马赫数选取恰当的面积分布率极值,即可实现过渡段造型,并得到满意的性能.对比在本文的所有算例中,过渡段总压损失最少的是内壁相对拐点位置 0.18,极值点相对马赫数 0.65,极值点相对位置 0.20 的过

渡段,其总压损失系数约为 0.67%.而原始造型过渡段(造型相当于内壁相对拐点位置 0.18,极值点相对马赫数 0.80,极值点相对位置 0 的过渡段)的总压损失系数约为 0.91%.

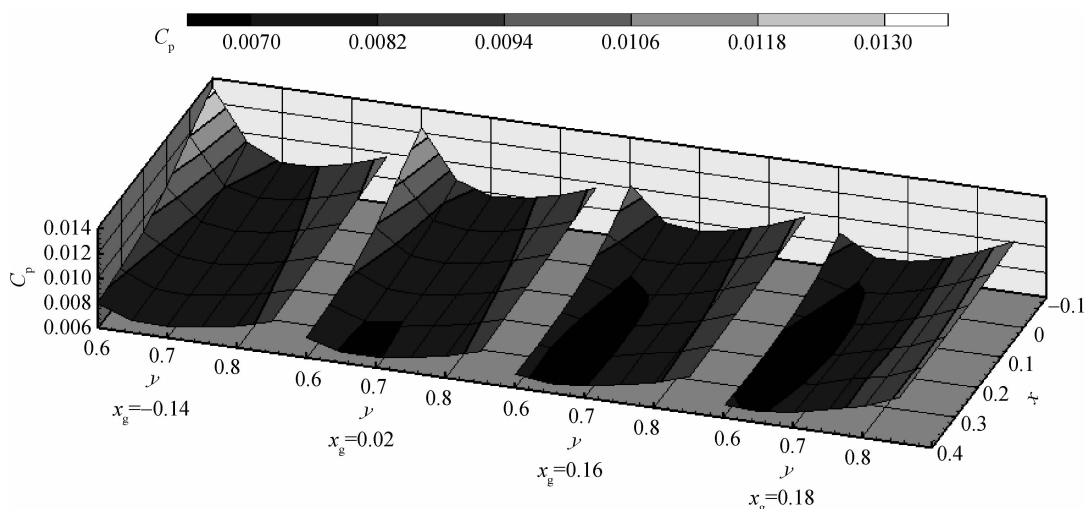


图 10 总压损失系数分布图

Fig. 10 Total pressure loss coefficient distribution

4 结 论

本文提出了一种基于 S 形多项式曲线的压气机过渡段的几何造型方法. 该方法在给定过渡段进出口相对位置和斜率的情况下, 通过构造内壁面和面积分布率两条曲线实现了压气机过渡段的流路几何造型. 其中, 内壁 S 形曲线形状由相对拐点位置控制; 面积分布率曲线形状由极值和极值点位置控制.

1) 影响过渡段性能最重要的因素是面积分布率极值, 选择合适的极值可以使气流充分减速, 顺畅的流经支板, 推迟气流分离位置, 减小支板产生的低压尾迹区, 极值适当增大又不至于破坏外壁造型, 避免外壁气流分离, 进一步减少过渡段总压损失. 面积分布率极值可以通过极值点的相对马赫数进行控制.

2) 面积分布率极值点相对位置和内壁拐点相对位置对总压损失的影响不大. 但是尽可能靠后的极值点相对位置和合理的相对拐点位置可以改善外壁造型, 拓展面积分布率曲线极值的选择范围.

3) 针对本文给出的过渡段算例的三维数值模拟表明, 合理匹配内壁 S 形曲线拐点位置, 面积分布率曲线极值和极值点位置 3 个几何因素可以使过渡段的总压损失降低 29% 左右.

参考文献:

[1] Schaber R, Rud K. Engine cycle study for the XXX engine program[R]. Motoren-und Turbinen-Union Friedrichshafen GmbH MTUM-N11TET-0021, 2011.

[2] Ortiz D C, Miller R J, Hodson H P, et al. Effect of length on compressor inter-stage duct performance[R]. ASME Paper GT2007-27378, 2007.

[3] Willin F, Eriksson L E. Response surface-based transition duct shape optimization[R]. ASME Paper GT2006-90978, 2006.

[4] Ghisu T, Molinari M, Parks G T, et al. Axial compressor intermediate duct design and optimization[R]. AIAA-2007-1868, 2007.

[5] 阙晓斌, 侯安平, 周盛. 基于壁面压力梯度控制的压气机 S 形过渡段设计[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 459-465.

QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. S-shaped compressor transition duct design based on wall pressure gradient control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 459-465. (in Chinese)

[6] 阙晓斌, 侯安平, 周盛. 轴流压缩系统带支板过渡段的轴对称等效方法[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1715-1722.

QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. Axisymmetric equivalent of S-shaped transition duct with struts in axial compression systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1715-1722. (in Chinese)

[7] 张国臣, 徐志晖, 张秉龙, 等. 双涵道 S 形弯管气动性能的数值研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2011, 28(2): 30-34.

ZHANG Guochen, XU Zhihui, XHANG Binglong, et al. Numerical investigation of the aerodynamic performance of a twin-branch S-shaped duct[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2011, 28(2): 30-34. (in Chinese)

[8] 高丽敏, 冯旭栋, 陈璇, 等. 关于压气机过渡段设计方法的探讨[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1057-1063.

GAO Limin, FENG Xudong, CHEN Xuan, et al. Exploration about compressor intermediate duct design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1057-1063. (in Chinese)

[9] Gillis J C, Johnston J P. Turbulent boundary-layer flow and structure on a convex wall and its redevelopment on a

flat wall[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1983, 135(10): 123-153.

[10] Barlow R S, Johnston J P. Structure of a turbulent boundary layer concave surface[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1988, 191(7): 137-176

[11] Lee C C, Louis S, Boedicker M C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 85-3073, 1985.

[12] 屠秋野, 胡伟瀚, 陈劼. S形进气道中心线方程构造及其影响的研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(3): 98-102.
TU Qiuye, HU Weihang, CHEN Jie. S-shaped intake central line equation construction and study of its implications [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(3): 98-102. (in Chinese)

[13] Ladson C, Brooks C. Development of a computer program to obtain ordinates for NACA 4-digit, 4-digit modified, 5-digit, and 16-series airfoils[R]. NASA TM X-3284, 1975.

[14] Eriksson L E. Development and validation of highly modular flow solver versions in G2DFLOW and G3DFLOW series for compressible viscous reacting flow[R]. Goteborg Sweden: Volvo Aero Corporation Report, 1995.

[15] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD[M]. La Canada: DCW Industries, 1998.

[16] 周莉, 韦威, 蔡元虎. 离心压气机级串联叶栅扩压器内流场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2562-2568.
ZHOU Li, WEI Wei, CAI Yuanhu. Numerical investigation on flowfield of centrifugal compressor with tandem cascade diffuser[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2562-2568. (in Chinese)

[17] 崔健, 程朝青, 杨春, 等. 多级轴流压气机子午流道堵塞面积律[J]. 航空动力学报, 2010, 27(11): 2520-2527.
CUI Jian, CHENG Zhaoqing, YANG Chun, et al. Blockage area rule for multi-stage axial compressor meridional channel[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 27(11): 2520-2527. (in Chinese)

[18] Abdellatif O E. Experimental study of turbulent flow characteristics inside a rectangular S-shaped diffusing duct [R]. AIAA-2006-1501, 2006.